

直升机红外抑制器结构参数对抑制器性能影响的数值和实验研究

陈苏麒, 单 勇, 张靖周, 张序墉

(南京航空航天大学 能源与动力学院

航空飞行器热管理与能量利用工业和信息化部重点实验室, 南京 210016)

摘 要: 在模型实验验证的基础上, 采用数值模拟的方法, 研究了一种红外抑制器二元混合管结构参数对红外抑制器整体气动性能和温度场的影响。研究结果表明: 在研究参数范围内, 随着二元混合管出口宽度的增大, 二元引射喷管引射系数先上升后下降, 弓形挡板冷端平均温度增幅为 24%; 随着二元混合管扩张角增大, 引射系数下降, 弓形挡板冷端平均温度增幅为 3%; 适当延长混合管直段长度, 引射系数先缓慢上升而后下降, 弓形挡板冷端温度变化较小。能否有效利用主流动量、抑制主流的流动分离是提高引射系数的关键。弓形挡板冷端表面温度受弓形挡板内部引射气流、弓形挡板冷端下游滞止涡和二元混合管窄边出口的回流冷气三者共同影响。

关 键 词: 红外抑制器; 二元混合管; 引射系数; 弓形挡板; 主流动量; 流动分离

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Numerical and experimental research on the effect of structural parameters of helicopter infrared suppressor on its performance

CHEN Suqi, SHAN Yong, ZHANG Jingzhou, ZHANG Xuyong

(Key Laboratory of Thermal Management and Energy Utilization of Aircraft,

Ministry of Industry and Information Technology, College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Based on model experiment verification, a numerical simulation method was used to study the effect of the structural parameters of an infrared suppressor's two-dimensional mixing duct on the overall aerodynamic performance and temperature field of the infrared suppressor. Results showed that: within the scope of the parameters, with the increase of the outlet width of the two-dimensional mixing duct, the pumping coefficient of the two-dimensional ejector nozzle increased first and then decreased, and the average temperature of the bow-shaped baffle cold side increased by 24%. As the expansion angle of the two-dimensional mixing duct increased, the pumping coefficient decreased, and the average temperature of the bow-shaped baffle cold side increased by 3%. If properly extending the length of the straight section of the mixing duct, the pumping coefficient first slowly rose and then decreased, and the temperature change at the bow-shaped cold side was small. The key to improve the pumping coefficient is whether the main flow's momentum can be effectively used and the flow separation of the

收稿日期: 2021-10-21

基金项目: 国家科技重大专项(J2019-III-0009-0053)

作者简介: 陈苏麒(1997—), 男, 硕士生, 研究领域为传热与红外隐身。E-mail: suqichen@nuaa.edu.cn

通信作者: 单勇(1978—), 男, 教授、博士生导师, 博士, 研究领域为传热与红外隐身。E-mail: nuaasy@nuaa.edu.cn

引用格式: 陈苏麒, 单勇, 张靖周, 等. 直升机红外抑制器结构参数对抑制器性能影响的数值和实验研究[J]. 航空动力学报, 2023, 38(5): 1102-1113. CHEN Suqi, SHAN Yong, ZHANG Jingzhou, et al. Numerical and experimental research on the effect of structural parameters of helicopter infrared suppressor on its performance[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(5): 1102-1113.

main flow can be suppressed. In general, the surface temperature of the bow-shaped baffle cold side is affected by the internal eject flow of the bow-shaped baffle, the stagnation vortex downstream the bow-shaped baffle cold side, and the cold backflow at the narrow edge outlet of the two-dimensional mixing duct.

Keywords: infrared suppressor; two-dimensional mixing duct; pumping coefficient; bow-shaped baffle; mainstream momentum; flow separation

现代战争中, 武装直升机受到红外制导武器的严重威胁, 红外隐身技术越发关键和重要^[1-2]。发动机及其排气系统是直升机最为显著的红外辐射源, 排气系统的红外辐射包括排气尾焰、可视高温壁面辐射等, 排气系统加装红外抑制器可以有效降低其红外辐射信号^[3-4]。目前广泛使用的红外抑制器主要利用主流热气动引射环境冷气降低壁面和排气温度^[5-6], 或采用双层排气管、弯曲排气混合管等手段对排气系统的高温部件进行遮挡^[7]。

就此, 国内外学者从高效引射掺混、多级引射增加引射量、有效遮挡等角度出发, 对不同类型的红外抑制器气动特性和红外辐射特性开展研究。Pan 等^[8]就混合管结构参数对红外抑制器气动性能影响开展数值仿真, 得到了随着混合管面积比增大, 红外抑制器引射系数增大的结论。郑禛等^[9]对大宽高比弯曲混合管构型进行研究, 得到增大截面比和出入口面积比都可以提升混合管引射性能的结果。陈庚等^[10]对多级波瓣引射混合器气动性能展开了数值研究, 结果表明, 双级引射器比单级引射器总引射系数高出 100%, 混合管出口处热混合效率有 6% 的增加。张伯安等^[11]对多股分流引射式红外抑制器气动特性和红外辐射特性进行了数值研究, 揭示了多股分流红外抑制器的作用机制。蒋坤宏等^[12]发现, 红外抑制器遮挡套或曲面遮挡板可有效降低红外抑制器壁面最高温度及其红外辐射强度峰值。Baranwal 等^[13]通过缩小节流收缩喷管出口面积遮挡内部高温部件, 以实现降低排气系统红外辐射特性的目的。

以上研究表明, 除了优化引射器结构提高引射性能、增强引射掺混降温能力技术外, 遮挡高温部件同样可以有效降低排气系统红外辐射, 尤其是对排气系统内腔高温部件的遮挡, 能够大幅度降低排气内腔向外辐射的能量^[14]。采用结构件对排气系统高温内腔进行遮挡时, 结构件不可避免地受到高温排气尾焰直接冲刷, 其表面温度的控制是评判遮挡效果优劣的关键^[15]。就此, 本文提出一种红外抑制器新结构, 对红外抑制器的引射方式与遮挡方式进行探索, 利用排气动量在引射外界环境冷气与排气混合的同时, 在排气混合

管内设计多个导流装置, 从几何结构上遮挡排气进口及其上游的高温壁面向排气尾向的辐射能量。此外, 该新结构内部的导流装置可作为涡轴发动机排气系统的可选结构件, 在作战时快速安装。本文利用实验对计算方法进行验证, 通过一种新型红外抑制器的 CFD 数值仿真, 揭示红外抑制器内部流场流动特征, 尤其是导流装置对红外抑制器流动的影响及其自身温度分布; 通过红外抑制器混合管尺寸的改变, 分析这种红外抑制器引射特性和传热特性。

1 红外抑制器物理模型

红外抑制器物理模型如图 1 所示, 包括二元引射喷管、二元混合管、分流引射器等。二元引射喷管和二元混合管构成引射器主体, 二元引射喷管入口的宽边与窄边之比为 6.7 : 1, 涡轴发动机涡轮后排气进入二元引射喷管, 利用其自身动量及其气体黏性抽吸外界环境冷气, 引射冷气通过二元引射喷管入口处间距为 18 mm 的引射夹层进入二元混合管。图 2(a) 为红外抑制器二维截面示意, 其相对位置如图 1 所示, 二元混合管在其宽边侧沿流动方向呈现面积扩张, 扩张角 α , 后文称为混合管扩张角; 而后是一段保持面积不变的直段, 长度 S , 后文称为混合管直段长度; 在二元混合管出口处, 宽边长度不变, 窄边长度 L , 后文简称混合管出口宽度。

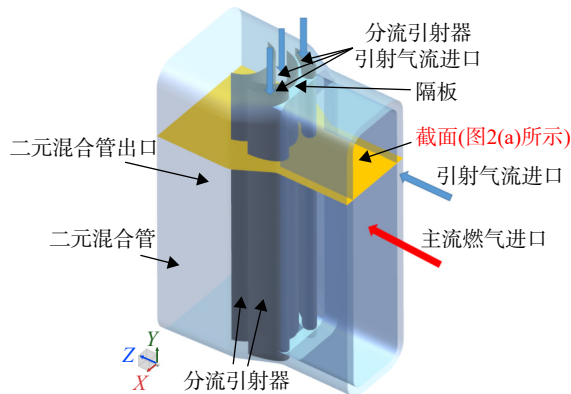


图 1 红外抑制器模型

Fig. 1 Infrared suppressor model

分流引射器工作原理如图 2 所示,分流引射器位于二元混合管扩张段,沿二元混合管宽边向两端延伸,与二元混合管窄边端面齐平,且两端直通大气。分流引射器包括两个对称的翼形挡板和—个弓形挡板,弓形挡板包括两层壁面,其中直接正对来流的壁面称为热端,另一壁面称为冷端。

如图 2(b)所示,高温排气和引射气流分左右对称的两股流过分流引射器,部分热气和引射气流流过翼形挡板和二元混合管扩张段之间的通道;部分高温排气流过翼形挡板和弓形挡板之间的通道,在加速流动过程中形成混合管内部和外界环境的压差,将外界环境冷气引射到分流引射器内部,并—从其侧面的狭缝流入混合管内部,在降低分流引射器表面温度的同时,可以降低热排气温度。如图 2(c)所示,从红外抑制器的尾向观察,分流引射器将二元引射喷管入口及其内腔全部遮挡。如图 3 所示,分流引射器翼形挡板最大宽度 $d_1=$

26 mm,长度 $d_2=74$ mm;弓形挡板扩张角 $\beta=108^\circ$,宽度 $d_3=92$ mm。

在分流引射器结构参数保持不变的基础上,本文改变混合管参数 α 、 L 和 S ,得到了一系列不同结构的混合管模型 M1~M25,如表 1 所示。

表 1 混合管结构参数
Table 1 Geometry parameters of mixing duct

No.	L/mm	$\alpha/(^\circ)$	S/mm
M1	210	15	150
M2	230	15	150
M3	250	15	150
M4	270	15	150
M5	290	15	150
M6	210	20	150
M7	230	20	150
M8	250	20	150
M9	270	20	150
M10	290	20	150
M11	210	25	150
M12	230	25	150
M13	250	25	150
M14	270	25	150
M15	290	25	150
M16	210	30	150
M17	230	30	150
M18	250	30	150
M19	270	30	150
M20	290	30	150
M21	250	15	90
M22	250	15	120
M23	250	15	180
M24	250	15	210
M25	250	15	240

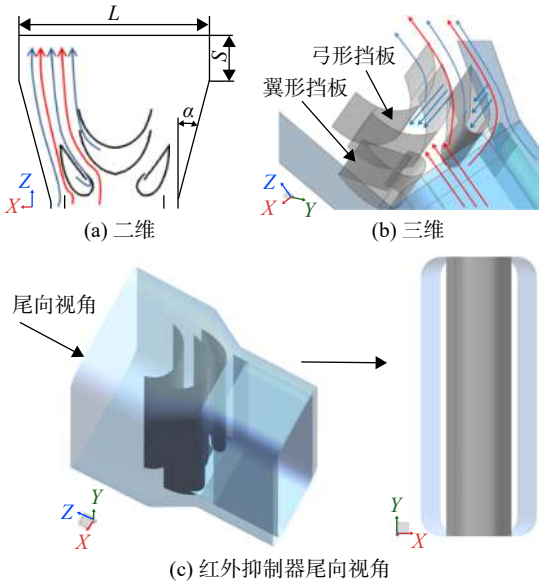


图 2 分流引射器工作原理
Fig. 2 Working principle of the separate flow ejector

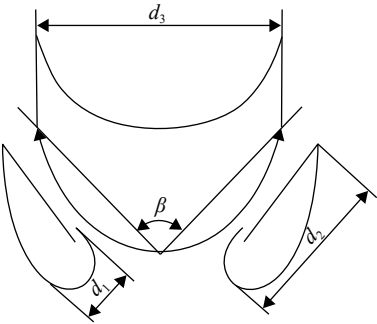


图 3 分流引射器结构参数
Fig. 3 Structural parameters of separate flow ejector

2 数值模拟方法

2.1 边界条件与网格划分

假定排气进口参数均匀,二元引射喷管入口定义为流量进口,质量流量为 2.6 kg/s,总温为 760 K。为了模拟分流引射器从外界引射环境气体,且保证混合管排气充分发展,如图 4 所示,在红外抑制器外围构建了足够大的外部环境区域,将外场边界设置为压力出口,压力为 101 325 Pa,

外场环境冷气温为 300 K。二元引射喷管的引射气入口定义为压力进口边界, 其总压为环境大气压 101 325 Pa, 温度为环境温度 300 K。分流引射器的引射入口设置为内部面, 外界环境的空气可以自由进入。假设发动机排气是完全燃烧的燃气, 其中氮气、二氧化碳和水蒸气的质量占比为 0.706、0.209、0.085; 引射气流组成为氮气和氧气, 质量占比分别为 0.756 和 0.244。红外抑制器内部固体壁面均设置为无滑移的流固耦合面, 计算温度场时需要考虑固体壁面间的辐射换热, 红外抑制器的固体壁面发射率均取 0.8。考虑到整体红外抑制器沿 XZ 平面呈上下对称结构, 本文为减少计算量, 仅考虑 1/2 整体模型, 黄色对称截面边界条件设置为 symmetry。

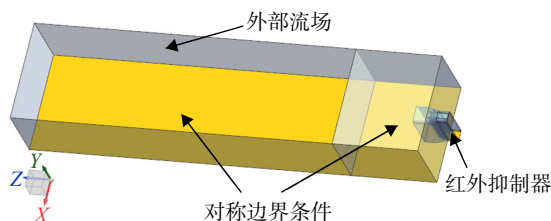


图4 外部流场示意图

Fig. 4 Schematic diagram of the external flow field

采用 ICEM-CFD 软件划分网格。由于红外抑制器整体结构较为复杂, 且外部流场尺寸较大, 综合考虑计算效率与精度, 采用结构化网格和非结构化网格混合的方法。外流域网格采用结构化网格, 红外抑制器模型采用非结构化网格, 对分流引射器、二元混合管等复杂壁面和排气喷流区域采用局部网格加密。如表 2 所示, 经网格独立性实验, 最终确定总体网格数约为 820 万。

表 2 不同网格数下二元引射喷管引射系数计算结果

Table 2 Computed results of two-dimensional ejector nozzle pumping coefficient with different grid numbers

网格数/ 10^6	引射系数
1.86	0.26
5.87	0.25
8.20	0.24
10.34	0.24

2.2 计算方法

参考红外抑制器的数值模拟文献 [16-18], 选用 SST (shear stress transfer) $k-\omega$ 湍流模型进行数值模拟; 加入组分输运方程获得主流与次流掺混

后的组分分布。流动传热与组分输运方程中对流项和扩散项采用二阶迎风差分格式离散, 压力与速度耦合采用 SIMPLEC (semi-implicit method for pressure-linked equations consistent) 算法。采用离散坐标辐射模型 (DO 模型) 求解辐射换热。

3 实验验证

3.1 实验系统与实验工况

图 5 为实验系统示意图, 主流从离心鼓风机流出, 经过单管燃烧室燃烧后流入圆转方转接段与整流格栅段, 最后进入实验段。空气管道设有涡街流量计, 以监控实验的气流流量。根据数值计算模型, 设计 1/3 缩比实验模型。实验段的矩形喷管进口尺寸为 66 mm × 192 mm, 二元引射喷管引射夹层间距为 9 mm, 混合管出口尺寸为 128 mm × 213 mm。红外抑制器进口气流总温为 760 K, 流量为 0.333 kg/s。

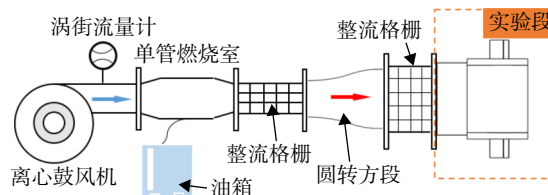


图5 实验系统示意图

Fig. 5 Schematic diagram of experimental system

3.2 实验测量方法

混合管侧壁轴向、周向分别布置 13 个、9 个测压点, 其相对位置如图 6 所示。实验采用 PSI (pressure scanner implement) 9116 智能压力扫描仪采集混合管侧壁沿程压力。

如图 6 所示, 实验段尾向与侧向视角的温度

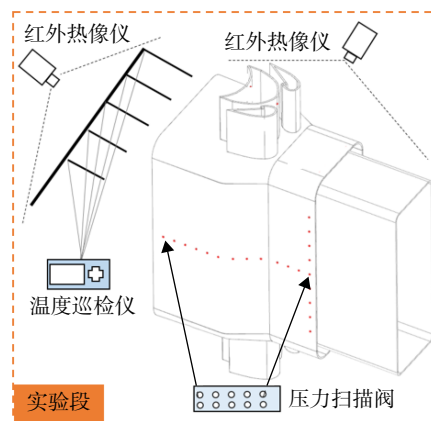


图6 实验测量方法

Fig. 6 Experimental measurement method

分布通过红外热像仪拍摄获得,实验模型均匀喷上黑漆。混合管出口温度通过铝制热电偶测量,热电偶实物图如图 7 所示,5 根热电偶固定在矩形铝板上,每根热电偶之间间隔约 28 mm。热电偶一端固定在三维坐标架上,通过控制三维坐标架移动热电偶来测量混合管出口不同位置的温度。为减小流动过程中造成的热量损失,实验段前流道均用保温材料包裹。

3.3 实验结果分析及计算方法验证

对实验工况下的实验模型进行数值模拟。混合管侧壁沿程压力变化的实验和数值模拟结果如图 8 所示。纵坐标 Δp 为相对环境大气压的压力值;为便于表述,对测点分布位置进行无量纲化, L_1 为实验段混合管轴向长度, H 为实验段混合管宽边高度。可以得到,混合管侧壁沿程压力的数值模拟结果与实验结果吻合度较高,变化趋势一致,误差基本在 10% 左右,造成误差的原因在于

实验模型存在加工公差,以及环境微风的影响。沿着混合管侧壁轴向移动,相对压力总体呈上升趋势,最后三个测点甚至达到正值,说明这段位置受到了主流直接冲击。混合管侧壁周向位置上不同测点的相对压力变化较小,误差基本在 2% 左右,最大误差为 5%。

图 9 为实验模型尾向与侧向视角温度分布结果,坐标轴中的 X 轴、 Y 轴和 Z 轴分别对应红外抑制器的窄边侧、宽边侧和排气方向。可以得到数值模拟的温度分布结果相比实验整体偏大,这是因为实验系统中虽然有整流格栅,但主流在矩形通道中的流动还是略有不均匀,引起了实验与数值模拟的误差。

图 10 为混合管出口温度在不同位置的计算结果。位置示意如图 10 中实验模型所示,对测点分布位置进行无量纲化, D 为实验段混合管出口窄边长度。不同位置的出口温度结果均呈现 M

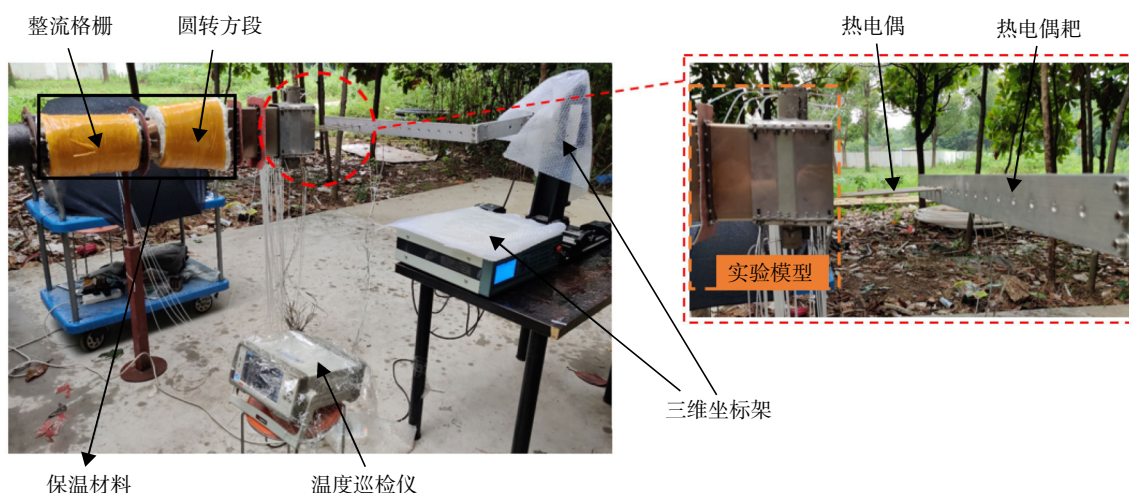


图 7 实验系统实物图

Fig. 7 Physical drawing of experimental system

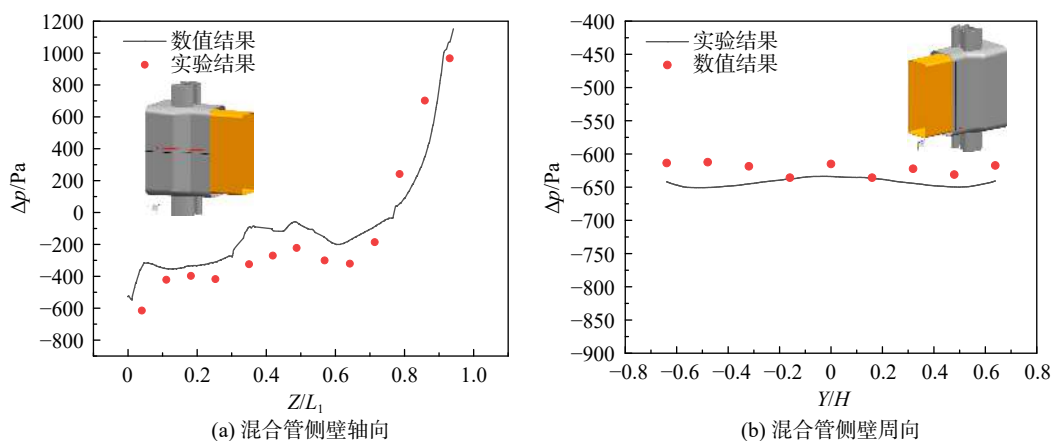


图 8 实验结果与数值模拟结果对比

Fig. 8 Comparison between experimental results and simulation results

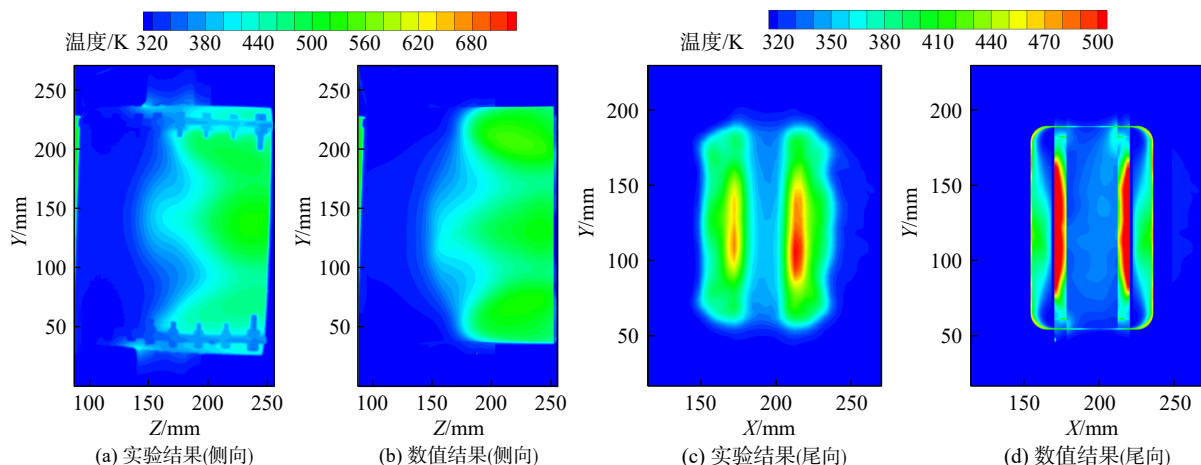


图9 实验模型尾向与侧向视角温度分布

Fig. 9 Temperature distribution of experimental model in tail and lateral viewing angles

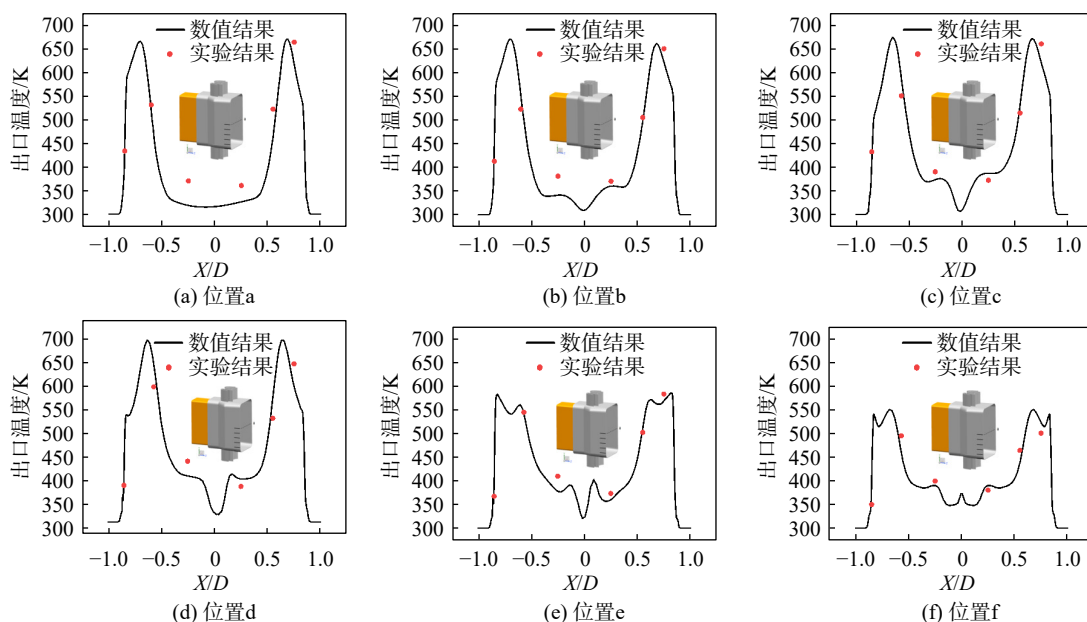


图10 混合管出口温度的实验与数值模拟结果对比

Fig. 10 Comparison of experimental and numerical results of mixing tube outlet temperature

型的变化规律, 出口温度的数值模拟结果与实验结果吻合度较高, 误差基本在 8% 左右。最大误差基本出现在 $X/D = -0.5 \sim 0.5$ 附近的低温区, 这是由于中间两个测点测量的是滞止涡区的温度, 此时滞止涡区有回流冷气流入, 因此测量的温度较低。最大误差达到 17%。总体来看, 绝大部分实验与数值模拟结果吻合度较高, 满足工程计算需求^[19]。

4 二元混合管结构参数影响

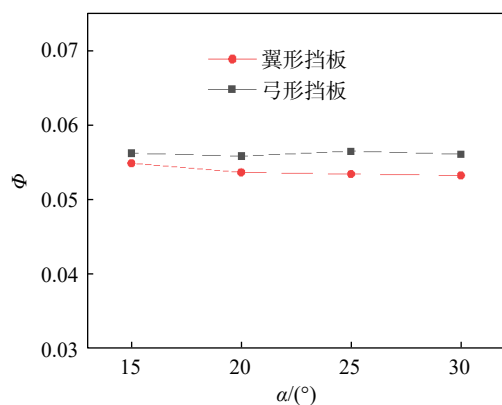
4.1 引射系数影响

引射系数是衡量红外抑制器引射性能的重要参数, 对红外抑制器壁面温度、排气尾焰的冷却

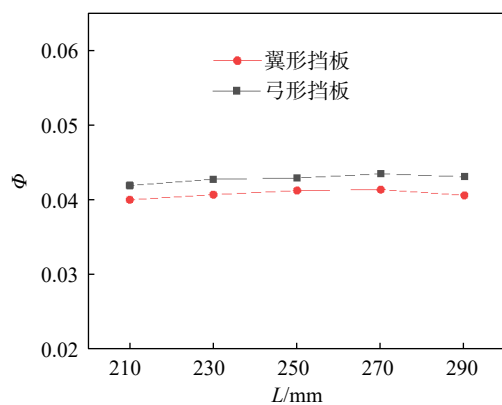
有着重要影响。引射系数定义为^[20]

$$\Phi = \sum \frac{\dot{m}_{pi}}{\dot{m}_s}$$

式中 $\dot{m}_s$ 为主流热气质量流量 (kg/s); $\dot{m}_{pi}$ 为各级引射次流质量流量 (kg/s)。本文中引射系数按功能单元或部件可分为: 二元引射喷管引射系数、翼形挡板引射系数和弓形挡板引射系数。计算结果表明: 如图 11 所示分流引射器引射系数基本不受二元混合管结构参数变化的影响, 因此本文仅分析二元引射喷管引射次流质量流量与主流热气质量流量比值, 即二元引射喷管引射系数, 后文简称为引射系数, 符号为 Φ 。



(a) M8



(b) M5

图 11 不同混合管结构参数对分流引射器引射系数影响

Fig. 11 Effect of the structural parameters of the mixing duct on the pumping coefficient of the separate flow ejector

图 12 和图 13 为二元引射喷管引射系数随二元混合管结构参数的变化情况。由图 12 可知, 固定混合管直段长度与混合管扩张角随着混合管出口宽度的增加, 引射系数先增加后减小; 当混合管出口宽度从 210 mm 增大到 250 mm, 引射系数增加了 45%。不同混合管扩张角度下, 改变混合管出口宽度所呈现出的变化规律一致, 这说明对于给定的扩张角, 都存在一个最佳的混合管出口宽度。

改变混合管直段长度, 得到模型 M3、M21-M24。如图 13 所示, 引射系数随着混合管直段长度的增加先缓慢增加而后下降, 同时增加混合管直段长度会增加红外抑制器质量。

图 14 为不同混合管结构参数下混合管剖面压力分布与流线图。图 15 为不同混合管结构参数下主流沿排气方向的动量云图, 图 15(a)~图 15(c) 的混合管结构参数分别与图 14(a)、图 14(c) 和图 14(e) 对应。如图 14(a) 与图 15(a)

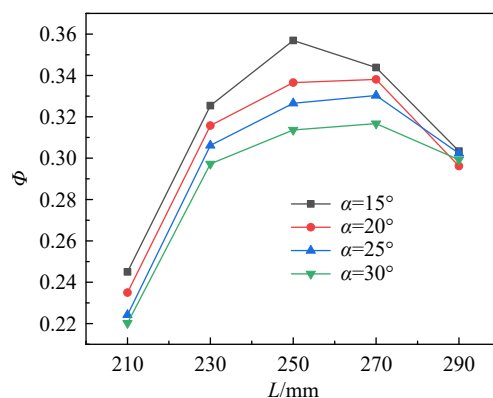


图 12 混合管扩张角和出口宽度对引射系数影响

Fig. 12 Effects of expansion angle and outlet width of the mixing duct on pumping coefficient

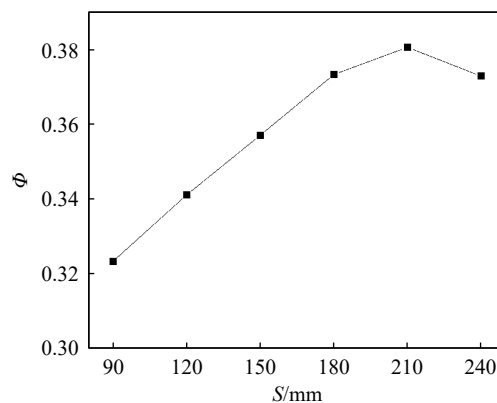
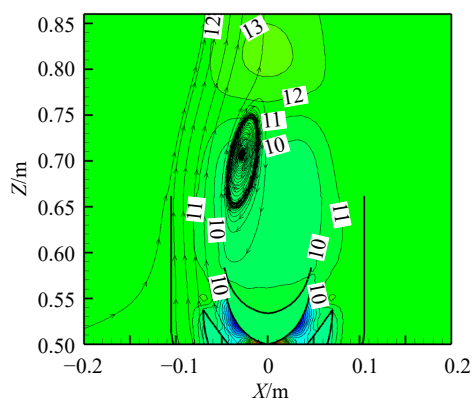


图 13 混合管直段长度对引射系数影响

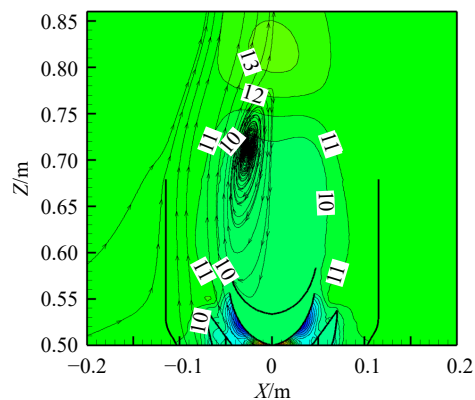
Fig. 13 Effects of straight length of the mixing duct on the pumping coefficient

所示, 当混合管出口宽度较小时, 主流热气流流出后尚未完全发展便触附混合管壁面, 限制了引射通道的流通面积, 并由于碰壁形成自混合而造成较大的黏性损失, 主流动量处于过度扩展状态。如图 14(c) 与图 15(b) 所示, 随着混合管出口宽度增大, 主流恰好在混合管出口处充分发展, 主流动量处于充分利用状态, 引射系数随之增加; 如图 14(e) 与图 15(c) 所示, 继续增大混合管出口宽度, 主流动量处于欠利用状态, 其自身已无法维系贴壁流动, 导致无力加速引射气流的流动, 出现流动分离现象, 引射系数随之降低。随着混合管出口宽度的持续增加, 加剧了混合管壁附近的流动分离。

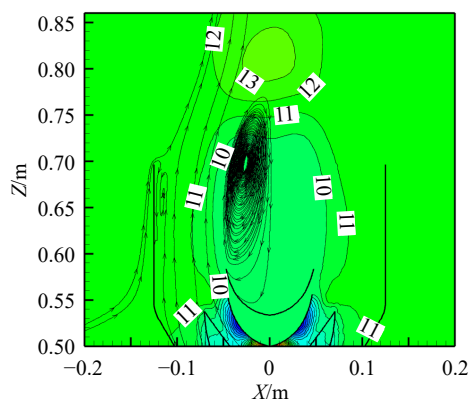
如图 14(c)、图 14(f)~图 14(h) 所示, 随着混合管扩张角的减小, 混合管扩张段变长, 主流接触面积增大, 排气出口的负压区域越大, 从而引射系数得到提高, 且主流混合得越充分。



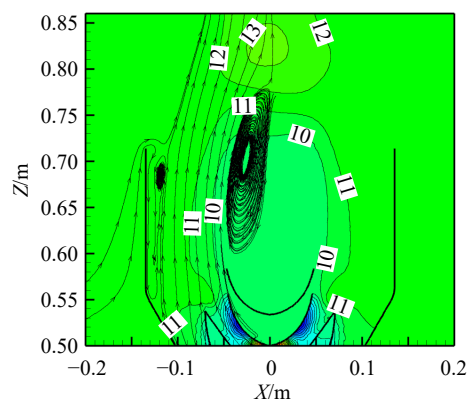
(a) M16



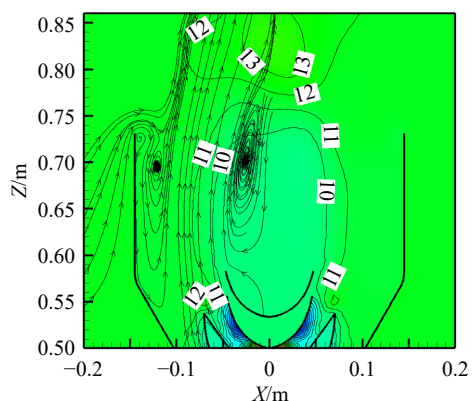
(b) M17



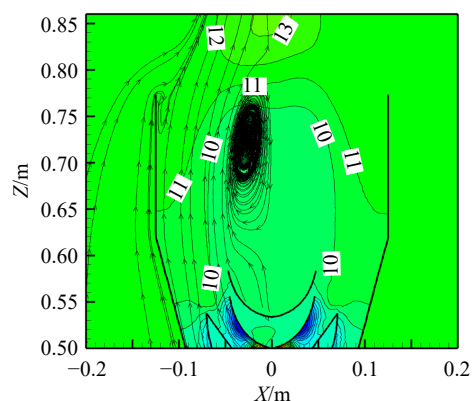
(c) M18



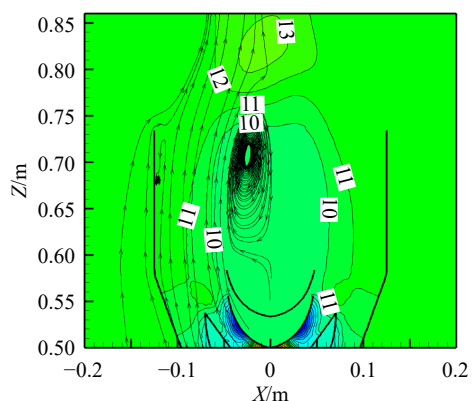
(d) M19



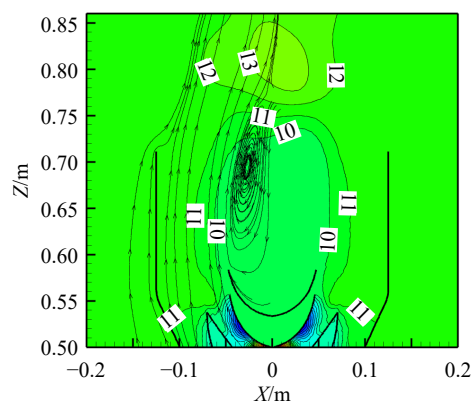
(e) M20



(f) M3



(g) M8



(h) M13

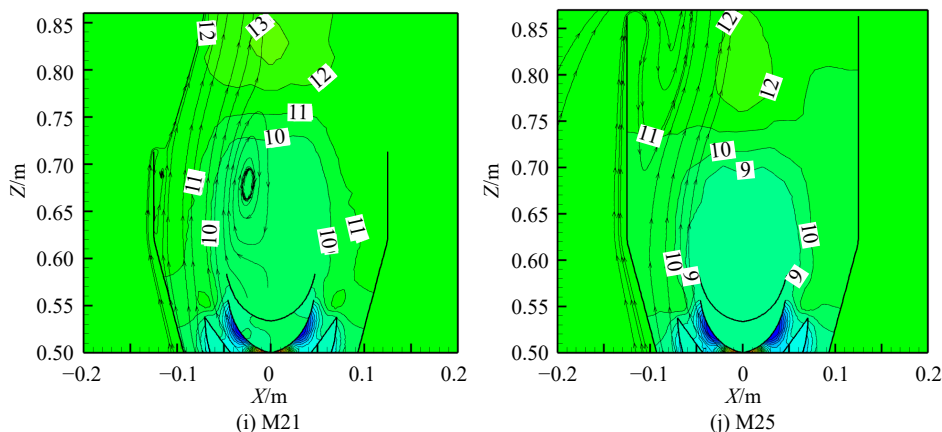


图 14 不同混合管结构参数的静压云图

Fig. 14 Static pressure contours of different mixing duct structural parameters

图 14(i)、图 14(j)为不同混合管直段长度的压力云图。与混合管出口宽度变化影响作用类似,混合管直段长度的增加同样有利于提高引射系数,但过长的掺混距离不仅加剧主流在混合管侧壁附近的流动分离,而且造成相对较大的黏性损失,引射系数因此下降。

根据上文分析,混合器出口宽度影响着主流动量利用程度:随着混合管出口宽度由 210 mm 增加到 250 mm 时,引射系数从 0.22 上升到 0.32,增幅为 45%;当混合管出口宽度由 250 mm 增加到 290 mm 时,引射系数从 0.32 下降到 0.3,降幅为 6%。可以得到欠利用状态下对引射系数的影响较大,保证引射气流流通面积不被主流挤压极

为重要。混合管扩张角与直段长度影响着主流流的掺混距离:当混合管扩张角由 30° 减小到 15° ,混合管轴向长度由 236 mm 增加到 313 mm,引射系数上升 14%;当混合管直段长度由 90 mm 增加到 210 mm,引射系数上升 18%,继续增加混合管直段长度到 240 mm,引射系数下降 2%。总的来说,相比主流掺混距离,能否合理利用主流动量对引射系数的影响更大。

4.2 弓形挡板冷端温度影响

遮挡广泛应用于红外隐身。在可视壁面中,弓形挡板冷端对二元引射喷管入口及其内腔全部遮挡,控制其表面温度是关键。图 16(a)~图 16(e)为混合管出口宽度变化时的弓形挡板冷端温度云

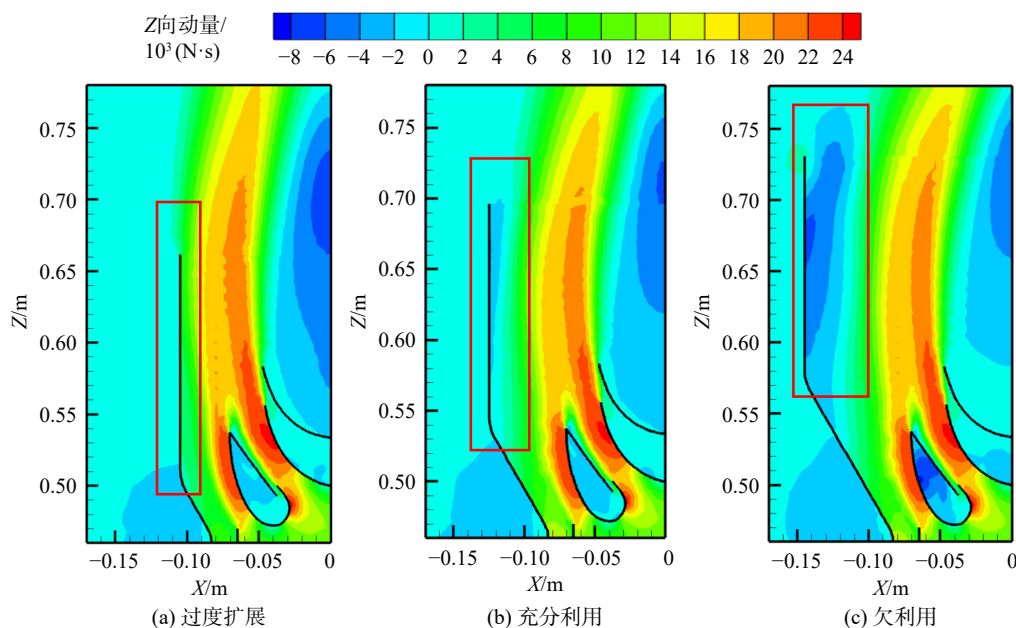


图 15 不同混合管结构参数下的主流动量状态

Fig. 15 Main flow momentum state of different mixing duct structural parameters

图, 可以发现当混合管出口宽度等于 210 mm 时, 虽然引射系数较小, 相对于其他模型, 弓形挡板冷端平均温度显著下降, 其平均温度约为 384 K。随着混合管出口宽度增加到 290 mm 时, 弓形挡板冷端温度由 384 K 上升到 475 K, 增幅达到 24%。

图 16(d) 与图 13(f)~图 13(h) 为混合管扩张角变化时的弓形挡板冷端温度云图。随着混合管扩张角从 15° 增加到 30°, 弓形挡板冷端平均温度从 460 K 上升到 472 K, 增幅为 3%。

同理, 固定混合管出口宽度为 150 mm, 混合管扩张角为 15°, 改变混合管直段长度得到图 16(i)~图 16(l) 一组弓形挡板冷端温度云图。随着混合管直段长度从 90 mm 增加到 210 mm, 弓形挡板冷

端平均温度变化区间为 469~472 K, 这说明混合管直段长度变化对弓形挡板冷端温度影响相对微弱。

如图 16(a)~图 16(l) 所示, 弓形挡板冷端尾缘形成了局部高温区 ($Y=0.5$ m), 这是因为: 主流直接冲击到弓形挡板上, 在二元混合管端面与弓形挡板连接处 ($Y=0.5$ m) 形成局部高压区, 导致模型 $Y=0.5$ m 处引射能力下降, 随后出现局部高温区。

选取弓形挡板冷端温度较低的模型 M16、M17, 与弓形挡板冷端温度较高的模型 M18、M20 进行对比, 以研究弓形挡板冷端下游流动与传热的机理。图 17 为红外抑制器的剖面图。图 18(a)~图 18(d) 为红外抑制器剖面带温度着色的速度矢量图。由上述图 14 中流线可知, 两股主流在混合

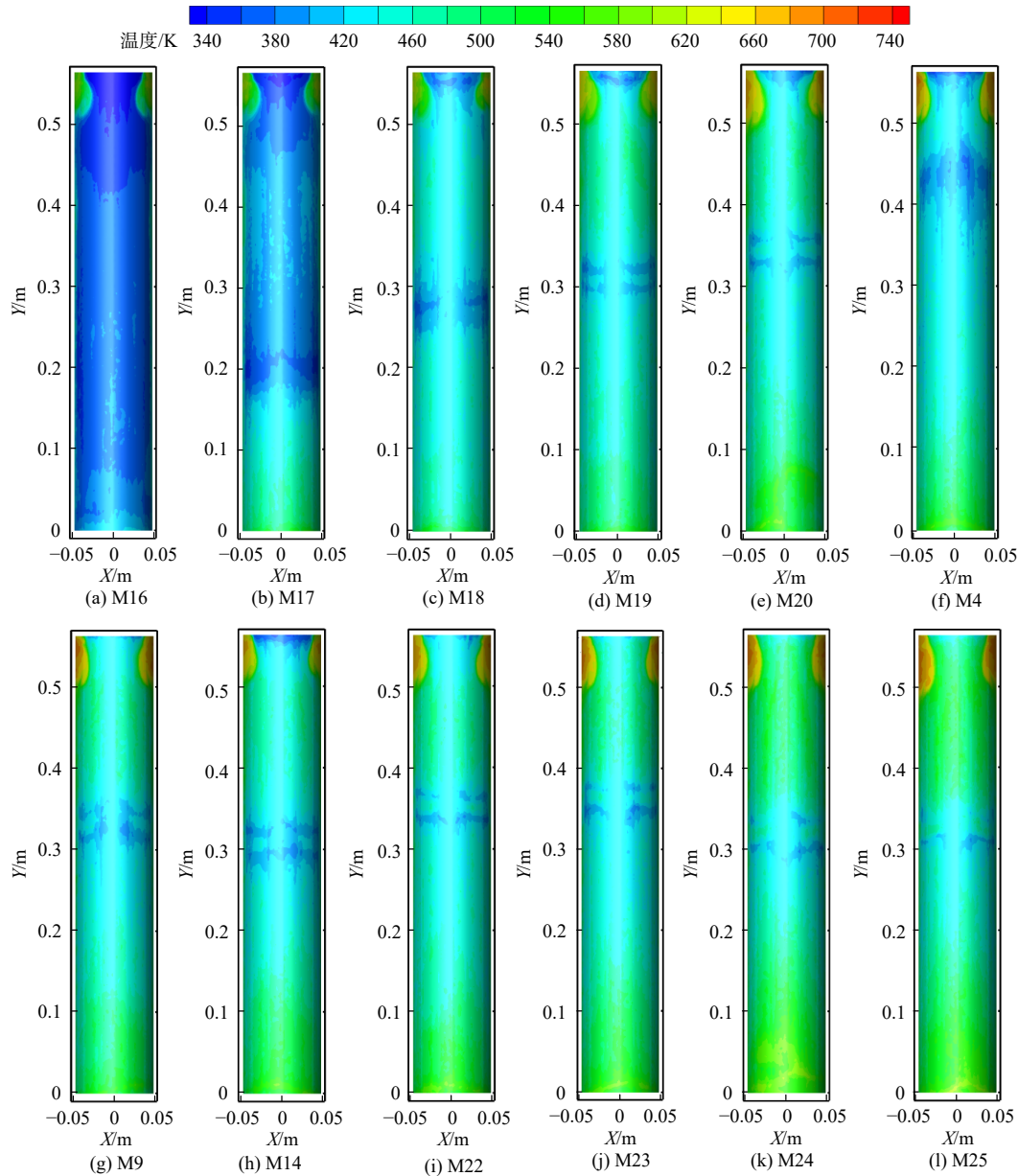


图 16 弓形挡板冷端温度云图

Fig. 16 Temperature contours of bow-shaped baffle cold side

管出口附近汇聚,弓形挡板冷端下游附近形成滞止涡低压区(level 10 区域,相对环境大气压低),主流的汇聚处对应图 18 的黑线位置。由图 18 可知,主流汇聚后在弓形挡板冷端后方产生卷吸作用,对弓形挡板冷端温度产生不利影响(卷吸区温度相对环境温度高)。卷吸作用形成的滞止涡区相对环境压力较低(图 14),环境冷气从混合管窄边出口附近流入混合管内,冲刷弓形挡板冷端表面,有利于弓形挡板冷端冷却(图 18(a)、图 18(b))。随着混合管出口宽度的增加,混合管整体长度向下游方向延伸,主流在混合管壁附近的流动分离使其在混合管出口就已汇聚(如图 14(d)),环境气体无法从混合管窄边出口附近流入混合管,主流的卷吸作用对弓形挡板冷端温度的影响加剧,弓形挡板冷端温度因此上升(图 18(d))。

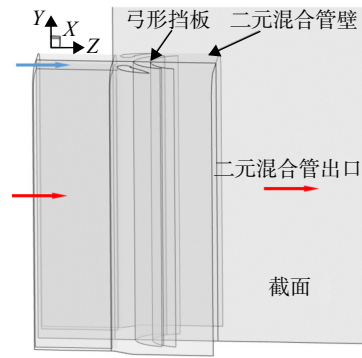


图 17 截面示意图

Fig. 17 Schematic diagram of section

总体来看,弓形挡板冷端温度受弓形挡板内部引射气流、弓形挡板冷端下游滞止涡和二元混合管窄边出口的回流冷气三者共同影响。

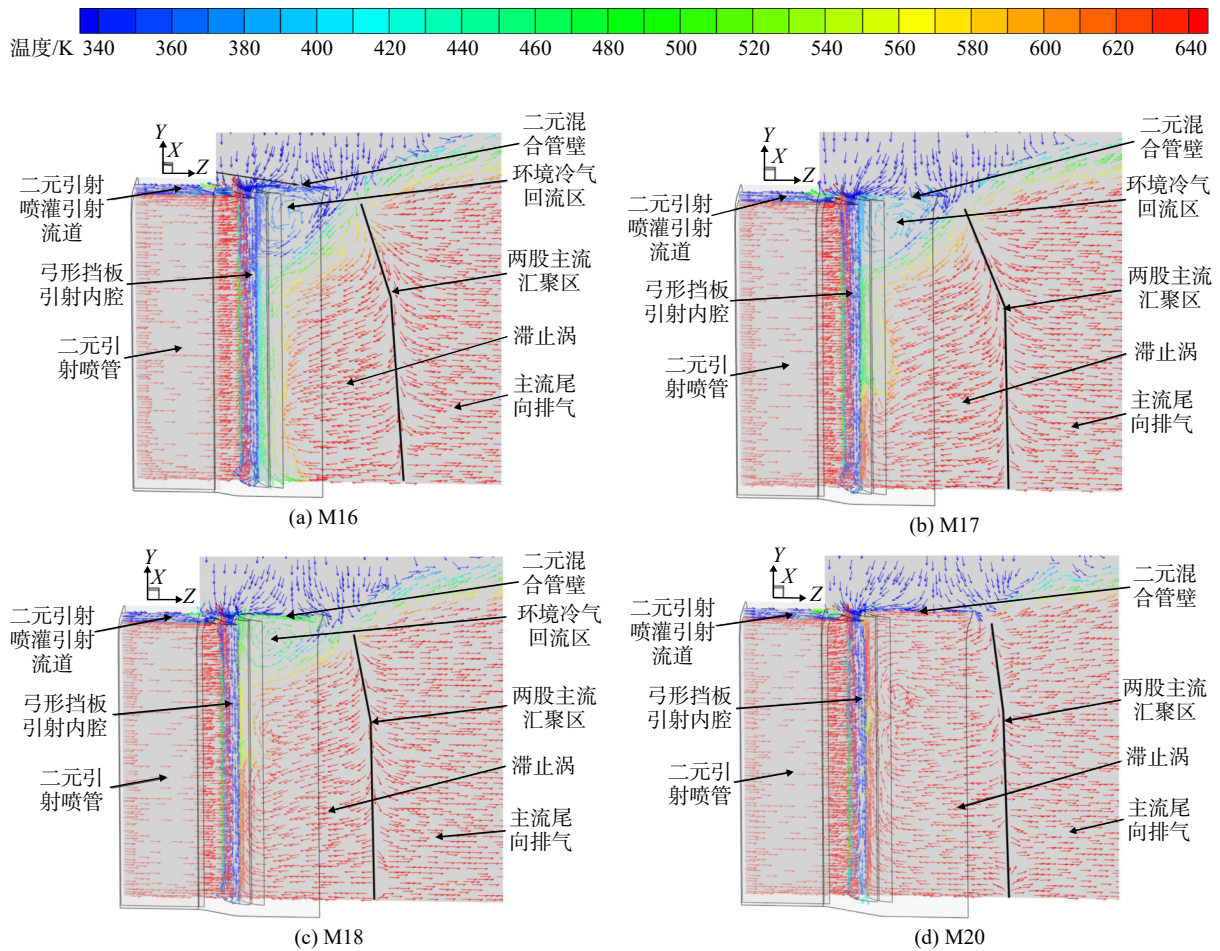


图 18 不同混合管出口宽度带温度着色的速度矢量图

Fig. 18 Velocity vector diagram with temperature coloring at the outlet width of different mixing ducts

5 结 论

本文在研究参数范围内得到以下结论:

1) 随着二元混合管出口宽度的增大,主流的流动分离现象加剧,引射系数先上升后下降。其

中,当混合管出口宽度从 210 mm 增大到 250 mm 时,引射系数增加了 45%。随着二元混合管扩张角减小,也就是扩张段长度增加,引射系数上升;延长二元混合管直段长度,引射系数先缓慢上升

后下降。相比主次流掺混距离,能否合理利用主流流量对引射系数的影响更大。

2) 随着混合管出口宽度由 210 mm 增加到 290 mm, 弓形挡板冷端平均温度由 384 K 上升到 475 K, 增幅达到 24%; 随着混合管扩张角从 15° 增加到 30° 时, 弓形挡板冷端平均温度由 460 K 上升到 472 K, 增幅为 3%; 混合管直段长度变化对弓形挡板冷端平均温度的影响相对微弱。

3) 弓形挡板冷端温度受弓形挡板内部引射气流、弓形挡板冷端下游滞止涡和二元混合管窄边出口的回流冷气三者共同影响。抑制主流的流动分离有利于引射系数提高与弓形挡板冷端壁面冷却。

参考文献:

- [1] 武振波, 武哲. 武装直升机红外隐身系统研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2003, 29(7): 588-592.
WU Zhenbo, WU Zhe. Research on infrared stealth system for armed helicopter[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2003, 29(7): 588-592. (in Chinese)
- [2] PASZKO M. Infrared signature suppression systems in modern military helicopters[J]. *Transactions on Aerospace Research*, 2017, 2017(3): 63-83.
- [3] MOHAMMADALIHA N, AFSHIN H, FARAHANIEH B. Numerical investigation of nozzle geometry effect on turbulent 3-D water offset jet flows[J]. *Journal of Applied Fluid Mechanics*, 2016, 9(4): 2083-2095.
- [4] RAO G A, MAHULIKAR S P. New criterion for aircraft susceptibility to infrared guided missiles[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2005, 9(8): 701-712.
- [5] SONAWANE H R, MAHULIKAR S P. Tactical air warfare: generic model for aircraft susceptibility to infrared guided missiles[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2011, 15(4): 249-260.
- [6] 盛志强, 黄沛霖, 姬金祖, 等. 交变波瓣喷管高效掺混机理[J]. 推进技术, 2014, 35(12): 1598-1606.
SHENG Zhiqiang, HUANG Peilin, JI Jinzu, et al. Effects of modification on jet mixing of sword alternating lobed nozzle[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2014, 40(10): 1417-1423. (in Chinese)
- [7] BARANWAL N, MAHULIKAR S P. Review of IR signature suppression systems using optical blocking method[J]. *Defence Technology*, 2019, 15(3): 432-439.
- [8] PAN Chengxiong, SHAN Yong, ZHANG Jingzhou. Parametric effects on internal aerodynamics of lobed mixer-ejector with curved mixing duct[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2014, 136(6): 061504.1-061504.9.
- [9] 郑祺. 直升机红外抑制器混合管构型研究[D]. 南京航空航天大学, 2020.
ZHENG Zhen. Research on structure of mixing duct in helicopter infrared suppressor[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2020. (in Chinese)
- [10] 陈庚, 谭晓著, 付俊, 等. 多级波瓣引射混合器气动性能数值研究[J]. *航空动力学报*, 2016, 31(3): 631-638.
CHEN Geng, TAN Xiaoming, FU Jun, et al. Numerical study on aerodynamic performance of multi-stage lobed mixer-ejector[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2016, 31(3): 631-638. (in Chinese)
- [11] 张伯安, 单勇. 多股分流引射式红外抑制器气动和红外辐射特性数值研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2020.
ZHANG Boan, SHAN Yong. Study on aerodynamic and infrared radiation characteristics of infrared suppressors with multi-nozzles ejector[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2020. (in Chinese)
- [12] 蒋坤宏, 张靖周, 单勇, 等. 一体化红外抑制器遮挡和出口修型对后机身表面温度和红外辐射特性的影响[J]. *航空学报*, 2020, 41(2): 152-162.
JIANG Kunhong, ZHANG Jingzhou, SHAN Yong, et al. Effects of sheltering and outlet shaping on surface-temperature and infrared radiation of rear airframe with an integrating IR suppressor[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2020, 41(2): 152-162. (in Chinese)
- [13] BARANWAL N, MAHULIKAR S P. Aircraft engine's infrared lock-on range due to back pressure penalty from choked convergent nozzle[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2014, 39: 377-383.
- [14] 王浩, 吉洪湖, 桑学仪, 等. 全遮挡导流支板对排气系统红外特性的影响[J]. *航空动力学报*, 2020, 35(10): 2078-2088.
WANG Hao, JI Honghu, SANG Xueyi, et al. Effect of fully shielded guiding strut on infrared signatures of exhaust system[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2020, 35(10): 2078-2088. (in Chinese)
- [15] 单勇, 张靖周. 波瓣喷管/气膜冷却混合管气动和红外辐射特性实验[J]. *航空学报*, 2008, 29(2): 309-314.
SHAN Yong, ZHANG Jingzhou. Experimental on aerodynamic and infrared radiation characteristics of lobed nozzle/film cooling mixing duct[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2008, 29(2): 309-314. (in Chinese)
- [16] 施小娟, 吉洪湖. 二元收敛喷管设计参数对红外特征影响的数值研究[J]. *航空动力学报*, 2020, 35(5): 944-955.
SHI Xiaojuan, JI Honghu. Numerical investigation of influence of two-dimensional convergent and divergent nozzle's design parameters on infrared characteristics[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2020, 35(5): 944-955. (in Chinese)
- [17] 郑祺, 张靖周. 导流片对大形状比出口弯曲混合管引射性能影响的数值研究[J]. *南京航空航天大学学报*, 2020, 52(4): 540-547.
ZHENG Zhen, ZHANG Jingzhou. Numerical study on effects of guide baffles on pumping performance of curved mixing duct with a large-aspect-ratio outlet[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics*, 2020, 52(4): 540-547. (in Chinese)
- [18] PAN C X, ZHANG J Z, SHAN Y. Effects of exhaust temperature on helicopter infrared signature[J]. *Applied Thermal Engineering*, 2013, 51(S1/S2): 529-538.
- [19] 张盛昌, 张靖周, 谭晓著. 利用上游沙丘形斜坡增强气膜冷却[J]. *航空动力学报*, 2020, 35(5): 973-982.
ZHANG Shengchang, ZHANG Jingzhou, TAN Xiaoming. Film cooling enhancement by using upstream sand-dune-shaped ramp[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2020, 35(5): 973-982. (in Chinese)
- [20] 季靖远, 张靖周, 单勇, 等. 球面收敛二元矢量喷管气动及红外特性研究: 模拟地面状态[J]. *航空动力学报*, 2017, 32(3): 614-620.
JI Jingyuan, ZHANG Jingzhou, SHAN Yong, et al. Investigation on aerodynamic and infrared characteristics of spherical convergent two-dimensional vectoring nozzles: simulating ground status[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2017, 32(3): 614-620. (in Chinese)

(编辑: 陈 越)